

Expte. N° 220 / 11

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago/44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial, que en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Aeródromo San Fernando, provincia de Buenos Aires

FECHA: 15 de noviembre de 2011

HORA: 12:04 UTC aprox.

AERONAVE: Avión

MARCA: Piper

MODELO: PA-31

MATRÍCULA: LV-BOP

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de 1º Clase de Avión.

PROPIETARIO: Privado

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 15 de noviembre de 2011, el piloto llegó al Aeropuerto (AP) San Fernando (SADF) para realizar un vuelo de aviación general, con la aeronave Piper PA-31, matrícula LV-BOP con destino al AP Santa Rosa (SAZR).

1.1.2 Después de presentar el Plan de Vuelo rodó la aeronave hasta el umbral de la pista en uso y despegó.

1.1.3 A los dos minutos de vuelo aproximadamente, comenzó a perder potencia en el motor 2 (derecho). Ante dicha situación, el piloto decidió regresar al aeródromo de partida, donde realizó el aterrizaje sin inconvenientes. Luego del aterrizaje, durante el rodaje se produjo un incendio en el motor derecho.

1.1.4 Inmediatamente el piloto apagó el motor cortando combustible y el fuego se extinguió.

1.1.5 Cuando la aeronave llegó a la plataforma de estacionamiento, el piloto percibió nuevamente fuego por lo que hizo descender a los acompañantes y lo combatió con el matafuego de la aeronave, extinguiéndolo definitivamente.

1.1.6 El accidente se produjo de día y con buenas condiciones de visibilidad.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Acompañantes	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	3	

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 Célula: parte superior de los capots del motor derecho, dañados por fuego.

1.3.2 Motores: daños en mangueras del motor derecho por fuego.

1.3.3 Hélice: ambas sin daños, se encontraban en posición bandera.

1.4 Otros daños

No hubo

1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 53 años de edad, era titular de la Licencia de Piloto Comercial 1º

Clase de Avión con habilitaciones para: vuelo VFR controlado; vuelo nocturno, vuelo por instrumentos, multimotores terrestres hasta 5700 kg.

1.5.2 El informe del Departamento Registro de la Dirección Nacional de Seguridad Operacional de la ANAC, expresó que el piloto no tenía copia del último foliado archivado en el legajo aeronáutico y no registraba antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30 de junio de 2012.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo a la fecha del accidente de acuerdo con sus manifestaciones era la siguiente:

Total de vuelo:	7000
En los últimos 90 días:	30
En los últimos 30 días:	5
El día del accidente:	--
En el tipo de avión accidentado	2000

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Información general

1.6.1.1 Monoplano de ala baja, de construcción totalmente metálica, propulsado por dos motores alternativos Lycoming de 310 hp de potencia cada uno. El fuselaje era monocasco con recubrimiento metálico. El tren de aterrizaje era retráctil, tipo triciclo con ruedas.

1.6.1.2 El Certificado de Aeronavegabilidad otorgado por DNA, era de clasificación Estándar, categoría Normal, estaba en vigencia desde el 24 de octubre de 2008.

1.6.1.3 La aeronave, fue librada al servicio por medio del Formulario DA 337-A, por el TAR 1B-030, de fecha 19 de noviembre de 2010, con vencimiento el 30 de noviembre de 2011.

1.6.1.4 El Certificado de Matrícula fue expedido a nombre de un privado, por el Registro Nacional de Aeronaves de la ANAC el 19 de noviembre de 2009.

1.6.2 Célula

1.6.2.1 El avión era un Piper PA-31 (Navajo), fabricado por Piper Aircraft Corporation, USA y con número de serie 31-794.

1.6.2.2 Según datos obtenidos de los Formularios 337 emitidos por el TAR 1B-030, de fecha 19 de noviembre de 2010 y 12 de marzo de 2012, ya que los registros

historiales de la aeronave no estaban actualizados, totalizaría una actividad de 5897.2 h de TG y 10.0 h DUI al momento del accidente.

1.6.3 Motores

1.6.3.1 La aeronave, estaba equipada con dos motores fabricado por Lycoming, modelo TIO-540-A2C, números de serie: N°1 L-7069-61A y N°2 L-1640-61. De 6 cilindros horizontalmente opuestos, con turbo inyección de combustible y límite de operación 2700 rpm (310 HP).

1.6.3.2 Según datos obtenidos de los Formularios 337, anterior y posterior al accidente, ya que los registros historiales de los motores no estaban actualizados, totalizarían una actividad de 3079.2 h de total general (TG) el motor N°1 y 3064.0 h de TG el motor N°2.

1.6.3.3 El combustible autorizado y utilizado era 100 LL. Consumiendo durante el despegue, el tiempo en vuelo y posterior aterrizaje unos 50 litros de combustible.

1.6.4 Hélice

Las hélices eran marca Hartzell, modelo HC-E3YR-2ATF, metálicas de tres palas y de paso variable, registraban, la N°1, número de serie: DJ 11824 A con 84.4 h Desde Última Recorrida General (DURG) y la N°2, número de serie: DJ 9264 A con 84.4 h DURG.

1.6.5 Peso y balanceo de la aeronave

1.6.5.1 El cálculo de los pesos de la aeronave al momento del accidente fueron los siguientes:

Vacío:	2097 kg
Piloto:	95 kg
Combustible (644 l x 0.72):	464 kg
Acompañantes (3):	220 kg
Otros (equipaje):	40 kg
Peso Total al aterrizaje:	2916 kg
Peso Máximo de Aterrizaje (PMA):	2951 kg
Diferencia:	35 kg en menos respecto al PMA

1.6.5.2 El centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente operacional de la aeronave, de acuerdo con la última Planilla de Peso y Balanceo de fecha 12 de septiembre de 1997, remitida por la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC.

1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos que son inferidos obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica San Fernando, interpolados a la hora del accidente y visto también el mapa sinóptico de superficie de 12:00 UTC, era: viento: 020°/03 kt; visibilidad 10 km; fenómenos significativos ninguno;

nubosidad 3/8 CI 6000 m, 2/8 CS 6000 m temperatura 21.4 °C; temperatura punto de rocío 12.4 °C; presión al nivel medio del mar 1019.3 hPa; y humedad relativa 56 %.

1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

1.9 Comunicaciones

No aplicable.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en el AP SADF, público, controlado e internacional. El predio se encuentra ubicado a 2 Km al SW de la ciudad del mismo nombre. Tiene una pista con orientación 05/23 de 1801 m de largo por 30 m de ancho, de asfalto.

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar son: 34° 27' 18" S y 058° 35' 29" W con una elevación 3 m sobre el nivel medio del mar.

1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 El piloto, despegó del AP SADF con la aeronave LV-BOP y a las 2 millas sufrió una pérdida de potencia en el motor derecho, y el piloto decidió regresar al aeródromo de partida en vuelo normal.

1.12.2 Una vez aterrizado, en el rodaje sobre la calle Charly, se produjo fuego en el motor derecho y lo controló cortando el suministro de combustible.

1.12.3 Cuando la aeronave llegó a la plataforma se reinició el fuego en el motor derecho, el piloto hizo bajar a los tres acompañantes y posteriormente procedió a apagarlo con el matafuego del avión.

1.12.4 Alertado el SEI, se hizo presente y en previsión esparció espuma para prevenir un ulterior suceso que afectara la seguridad operacional.

1.12.5 La aeronave quedó detenida en la plataforma de estacionamiento. No hubo dispersión de restos.

1.13 Información Médica y Patológica

No se han detectado antecedentes médico/patológicos del piloto que hubiesen influido en el accidente.

1.14 Incendio

1.14.1 La aeronave, tuvo daños en el motor derecho por el fuego que se inició en el cilindro N°1 por fractura del tubo del inyector, provocando la salida del combustible, originado el fuego en el motor.

1.14.2 El fuego produjo daños en los capots, y en las mangueras del motor derecho.

1.14.3 El servicio de extinción de incendios del aeródromo actuó adecuadamente al esparcir espuma en previsión de ulteriores efectos que pudieran afectar la seguridad operacional.

1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad y arneses del piloto y de los acompañantes actuaron adecuadamente, las personas que ocupaban la aeronave no sufrieron lesiones y descendieron por sus propios medios.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 En el lugar del accidente, se controló el sistema de combustible desde el tanque hasta la unidad control de combustible, el circuito de encendido del motor derecho y el funcionamiento de los comandos de motor sin presentar novedad.

1.16.2 Al inspeccionar los inyectores de combustible, se comprobó que el tubo inyector P/N: LW-12098-0-100 del cilindro N°1 tenía una fractura. Se envió para su análisis al Departamento Mecánica Aplicada del Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas para la Defensa, organismo dependiente del Ministerio de Defensa de la Nación.

1.16.3 El informe producido concluyó lo siguiente:

- 1) El elemento falló por fatiga producida en el tubo sobre el final de la soldadura de su terminal.
- 2) La ocurrencia de la fatiga fue atribuida a la presencia de vibraciones en el elemento.
- 3) El material con el que estaba fabricado y soldado el elemento fue el adecuado.
- 4) El material de la camisa elastómera interna de la abrazadera que sujeta al elemento fallado presentó deterioro avanzado. Esto pudo causar o facilitar la ocurrencia de la falla, ya que es un elemento específico para amortiguar las vibraciones.
- 5) El método de inspección propuesto en el Boletín de Servicio 342F emitido por el fabricante, pudo no ser suficiente para la detección de fisuras por fatiga en los

tubos inyectores de combustible, se recomienda al inspeccionar el elemento, hacerlo al menos con lupa de aumento 5x o superior.

- 6) Corresponde al solicitante, en virtud del historial, establecer si pudo haberse reemplazado la abrazadera en tiempo y forma, para cumplir con el objetivo del Boletín de Servicio para disminuir el riesgo de fallas.

1.16.4 Con respecto al punto 6 antes mencionado, el Boletín de Servicio 342F hace hincapié en sus puntos 3 y 4, en la ubicación y el estado de las abrazaderas, que tienen en su interior un elemento amortiguador elastómero con el que la abrazadera retiene el tubo, la abrazadera metálica de este caso corresponde a la citada en el punto 4 del boletín para motores más viejos, y contiene la camisa interna elastómera obligatoria P/N LW12598. Al respecto, si está deteriorado el elemento amortiguador, es mandatario reemplazar la abrazadera.

1.16.5 Sin embargo el boletín no indica cómo identificar el deterioro dejándola a la experiencia y buen arte del revisor y por otra parte se prestó a confusión al no precisar sobre la camisa elastómera de los motores más viejos; entendiéndose que esta camisa elastómera era muy importante para evitar las vibraciones que pueden producir una falla como la encontrada, al examinarlo.

1.16.6 La abrazadera estaba ubicada y fijada correctamente.

1.16.7 La inspección ocular y al tacto revela que el borde de la camisa interna elastómera estaba muy rugoso y desperejo, se observó mediante lupa estereoscópica la abrazadera y se observó en detalle los bordes de la camisa interna vistos desde el anverso y reverso de la abrazadera, se puede apreciar el deterioro avanzado en la camisa elastómera interna, no permitiendo amortiguar adecuadamente las vibraciones, lo que produjo el inicio de la fisura en el tubo inyector de combustible, que luego terminó en fractura.

1.16.8 Se observaron en las mismas zonas, estrías de fatiga confirmando este mecanismo como responsable del inicio de la fractura, también quedó establecido que el tubo operó de un modo mecánico de carga, por flexión revertida, pues poseía doble inicio contrapuesto. Por otra parte se observó características superficiales en la zona de los labios, que corresponde a fractura dúctil al final del tubo.

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave era de propiedad privada y utilizada para realizar vuelos de Aviación General.

1.18 Información adicional

No aplicable.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Para definir los procesos de fractura, aparte de las observaciones ópticas, se utilizó un microscopio de barrido, con el cual se mostró la superficie de fractura donde se identificaron y describieron en la fractografía con lupa.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

De las investigaciones realizadas se desprende que no hubo fallas de origen operativo que pudieran haber influido en el accidente.

2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 De lo investigado surge que el tubo inyector de combustible sobre el final de la soldadura de su terminal falló por fatiga.

2.2.2 El material con el que estaba fabricado y soldado el elemento era el adecuado.

2.2.3 La inspección detallada del borde de la superficie de fractura no reveló defectos metalúrgicos tales como inclusiones, poros, etc., que hubiesen iniciado o favorecido el fenómeno de fatiga.

2.2.4 La fatiga producida en el tubo inyector fue producto del deterioro avanzado de la camisa elastómera interna de la abrazadera, no cumpliendo con su función específica de amortiguar las vibraciones.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica para la Licencia correspondiente.

3.1.2 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.3 El peso y balanceo de la aeronave se encontraban dentro de los límites establecidos por el Manual de Vuelo, y el centro de gravedad se encontraba dentro de la envolvente operacional.

3.1.4 La fisura del tubo inyector de combustible del cilindro N°1, N/P: LW-12098-0-100, del motor derecho Lycoming TIO-540, fue producida por fatiga en la zona de soldadura del terminal.

3.1.5 El material con el que estaba fabricado y soldado el elemento era el adecuado.

3.1.6 Se encontró que la abrazadera que sujetaba al tubo inyector de combustible tenía un deterioro avanzado en su camisa elastómera interna, no permitiendo amortiguar adecuadamente las vibraciones, lo que permitió originar la fisura inicial y luego la fractura del mencionado tubo inyector.

3.1.7 La meteorología no influyó en el accidente.

3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, luego del despegue y en la fase de ascenso, se produjo una pérdida de potencia en el motor derecho con posterior aterrizaje de emergencia en el aeródromo de partida. A continuación, se inició un incendio en el motor N° 2, debido a una fisura en el tubo inyector de combustible del cilindro N° 1, producto del deterioro de la camisa elastómera interna de la abrazadera que sujetaba al elemento, al no amortiguar adecuadamente las vibraciones propias originadas por el motor.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección de Aeronavegabilidad de la ANAC

4.1.1 Se recomienda evaluar la necesidad de tomar las acciones que considere más adecuadas para que los TAR habilitados cumplimenten los ítems de inspección contenidos en el boletín de servicio mandatorio N° 342F del 4 de junio de 2010 emitido por el fabricante Lycoming. Con el objetivo de poder detectar fisuras por fatiga producidas por cargas de bajo ciclaje y regulares en operación continua (motores en funcionamiento) en los tubos inyectores de combustible y también para detectar si el elemento elastómero de la abrazadera del inyector está en condiciones adecuadas para amortiguar las vibraciones.

4.1.2 Asimismo, se recomienda al inspeccionar el tubo inyector, hacerlo al menos con lupa de aumento 5x o superior, ya que el método de inspección propuesto en el Boletín de Servicio 342F pudo no ser suficiente para la detección de fisuras por fatiga.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigación de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la AUTORIDAD AERONÁUTICA en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Resolución que lo aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas -19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Administración Nacional de Aviación Civil (ANAC)
Av. Azopardo 1405, esquina Av. Juan de Garay
(C1107ADY) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

ó a la dirección Email:
"info@anac.gov.ar"

BUENOS AIRES,

Sr Carlos Urbanec
Investigador Operativo

Sr Rubén Palacios
Investigador Técnico

Director de Investigaciones